



ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIEROS INDUSTRIALES Y DE TELECOMUNICACIÓN

Titulación:

INGENIERO TÉCNICO INDUSTRIAL MECÁNICO

Título del proyecto:

EFFECTO SUELO EN PERFILES AERODINAMICOS
(RESUMEN EN CASTELLANO)

Javier Echavarri Prieto

Antonio Rodríguez García

Pamplona, 23 de Junio de 2014





1. SINOPSIS Y OBJETIVOS DEL PROYECTO

Este proyecto consiste en el estudio del efecto suelo y en los efectos que este genera en las fuerzas de sustentación y resistencia. El estudio está dividido en dos secciones bien diferenciadas.

Una primera que consiste en una introducción a conceptos aerodinámicos e información sobre teoría, historia y aplicaciones del efecto suelo.

La segunda parte consiste en la demostración científica de la existencia del efecto suelo. Esta demostración se llevará a cabo con análisis prácticos en software CFD (*Computational Fluids Dynamics*) en tres perfiles aerodinámicos, los cuales se dibujarán y mallarán en Gambit, para finalmente chequearlos en Fluent que es el programa que nos dará todos los resultados necesarios para realizar dicha demostración. Con los datos obtenidos se realizarán una serie de estudios y comparativas para los diferentes resultados de las fuerzas de sustentación, resistencia y momento de cabeceo. Estas fuerzas serán definidas y explicadas en este proyecto.

Se utilizará también el software Nv Foil como comparativa para demostrar que el trabajo realizado en el Fluent es el correcto. Para ello se compararán datos obtenidos en este programa y en el Fluent. Esta comparativa solo podrá ser realizada en la modalidad de vuelo libre, es decir, en ausencia del efecto suelo.

El objetivo de este proyecto es el estudio del efecto suelo y su influencia en las características aerodinámicas de un perfil aerodinámico. Esto significa observar los cambios producidos en la sustentación, C_L y en el coeficiente de resistencia C_d , cuando un perfil se desplaza cerca del suelo. Para ello el uso de las herramientas Fluent y Gambit es estrictamente necesario.

Aprender el uso y manejo de estos dos programas es el objetivo principal de este proyecto.



2. AGRADECIMIENTOS

En primer lugar quiero agradecer a la Universidad Pública de Navarra y a NEWI por darme la oportunidad de realizar mis estudios en ambas universidades.

Agradecer también a mi tutor en NEWI Zoubir Zouaoui por su ayuda durante la realización de este proyecto y a Antonio Rodríguez, por dirigirme la presentación del proyecto aquí en la UPNA.

No puedo olvidarme de Steve Lacaud y Lydie Szkatula, estudiantes de doctorado en NEWI, por introducirme y enseñarme el manejo del Fluent y Gambit.

Finalmente quiero agradecer a mi familia por su apoyo constante y comprensión.



3. ÍNDICE

1. Sinopsis y objetivos del proyecto	1
2. Agradecimientos.....	2
3. Índice.....	3
4. Introducción.....	5
5. Introducción a los conceptos.....	6
5.1 Las cuatro fuerzas que intervienen en el vuelo.....	6
5.2 Sustentación.....	7
5.3 Resistencia.....	10
5.4 Momento de cabeceo.....	12
5.5 Que es el efecto suelo.....	13
5.6 Historia del efecto suelo....	14
5.7 Diseño de prototipos.....	15
6. Procedimiento experimental.....	18
6.1 Diseño del perfil.....	19
6.2 Mallado del dibujo.....	19
6.3 Analisis en Fluent.....	21
7. Resultados y discusiones.....	24
7.1 NACA 0012.....	24
7.2 NACA 4412.....	31
7.3 Perfil del BOEING 737 en 2D.....	31
7.4 Perfil del BOEING 737 en 3D.....	34



8. Conclusiones.....	40
9. Recomendaciones.....	41
10. Referencias.....	42



4. INTRODUCCIÓN

El efecto suelo es un fenómeno natural que aparece cuando un perfil aerodinámico se desplaza cerca de la superficie. Este fenómeno produce un gran incremento del coeficiente de sustentación C_L y en menor medida un incremento del coeficiente de resistencia C_d .

La idea de utilizar para beneficio propio el fenómeno efecto suelo nació en los años treinta. Descubierta por el ingeniero finlandés T. Karri, creó el primer prototipo en el cual encontró muchísimos problemas, principalmente de estabilidad. Estudió y trabajó en este campo hasta su muerte, acaecida en 1964.

Durante los años sesenta se diseñaron y construyeron varios prototipos. El ingeniero ruso Rostilov Alexeiev fue el principal promotor de los aviones que utilizaban el efecto suelo. De él surgió la idea del Ekranoplan, palabra rusa para designar a los aviones que utilizan el efecto suelo para volar.

La ventaja principal del efecto suelo es que, a iguales dimensiones, un avión que se aproveche de este efecto sería más económico, en términos de consumo, que el que no se aprovechara de este efecto para desplazarse.

Hoy en día, el principal campo de esta aplicación está en la industria naval. Barcos que navegan a algunos metros sobre la superficie del agua son contruidos de forma que se aprovechan de este fenómeno. De esta manera, se reduce mucho la fricción con el agua disminuyendo los rozamientos y por lo tanto los consumos.

5. INTRODUCCION A LOS CONCEPTOS

5.1. LAS CUATROS FUERZAS PRINCIPALES QUE INFLUYEN EN EL VUELO

Antes de comenzar el estudio del efecto suelo es necesario conocer que fuerzas actúan durante el vuelo de un avión.

Las cuatro fuerzas principales son sustentación, resistencia, empuje y peso. Otro parámetro muy importante en el efecto suelo es el Momento de Cabeceo.



Sustentación, es la fuerza ascendente creada por las alas debido al avance del avión, sostiene al aeroplano en vuelo, es contraria al peso y tiene que ser igual o más grande que el peso del objeto en vuelo. La sustentación puede ser aumentada de las siguientes maneras: aumentando la velocidad del avión, aumentando el ángulo de ataque o mediante el efecto suelo, como se demostrará en este proyecto.

Resistencia, es la oposición del aeroplano al avance rectilíneo. Es opuesta al empuje y está causada por la resistencia del aire. Esta fuerza también se incrementa con el efecto suelo, pero en menor medida que la sustentación.

Empuje es la fuerza ejercida por el aparato. Empuja el aire hacia atrás con el fin de causar movimiento del aeroplano hacia adelante.

Peso, es la fuerza descendente debida al peso del aeroplano, causada por la gravedad. Es contraria a la sustentación.

5.2 SUSTENTACION (*Lift*)

Es la consecuencia de una diferencia de presión entre las superficies superior e inferior del ala.

Principalmente la sustentación generada en el avión se atribuye al Principio de Bernoulli que dice que para una cierta masa de fluido circulando libremente, la suma de la energía cinética, energía potencial y el de la energía de presión estática es siempre constante.

Considerando la altura constante, ignoramos la energía potencial y la ecuación de Bernoulli quedará:

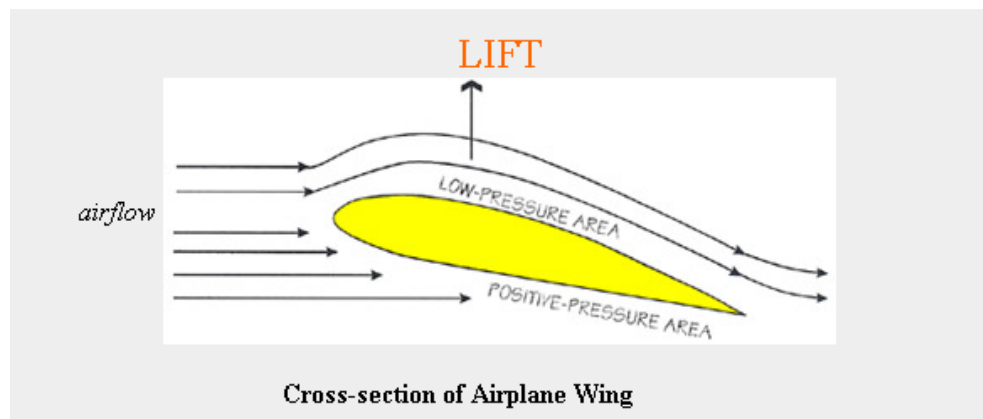
$$P_1 + \frac{1}{2} \rho V_1^2 = P_2 + \frac{1}{2} \rho V_2^2 = \text{const.}$$

Donde:

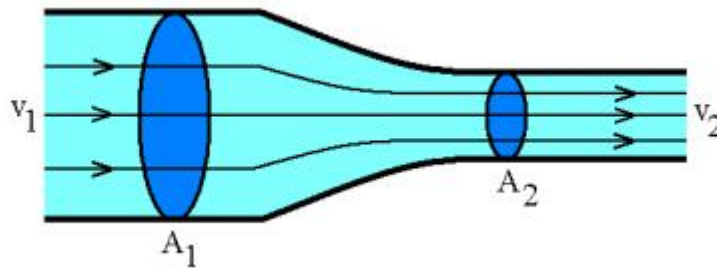
P es la presión

ρ es la densidad

V es la velocidad



Para comprender por qué la presión en la superficie inferior es mas grande que en la superficie superior es necesario introducir otra ecuación denominada Ecuación de Continuidad que dice así: En una corriente de aire en movimiento, el producto de la densidad (ρ), velocidad (V) y área de sección transversal (A) tiene que ser constante.



$$\rho \cdot V_1 \cdot A_1 = \rho \cdot V_2 \cdot A_2 = Q$$

Para una densidad constante podemos considerar:

$$V_1 \cdot A_1 = V_2 \cdot A_2$$

En esta ecuación se observa que cuando el área de sección transversal disminuye, la velocidad en ese punto aumenta. Lo mismo ocurre cuando el aire fluye alrededor de un objeto.

Como consecuencia de ambas ecuaciones tenemos que un flujo de aire que se estrecha debido a la morfología del perfil aerodinámico aumentará su velocidad, siguiendo la ecuación de continuidad. De la misma forma que por el Principio de Bernouilli disminuirá su presión en ese mismo punto.

La ecuación $P + \frac{1}{2} \rho \cdot V^2$ se refiere normalmente a la presión dinámica, y representa la energía cinética para un flujo de aire.

Este último aspecto es muy importante puesto que las fuerzas aerodinámicas como sustentación o resistencia dependen directamente de la presión dinámica. El otro término de la ecuación, la presión, se refiere habitualmente a la presión estática.

Según esto, lo único que se requiere es una superficie que haga que la velocidad media del flujo sea mayor en la superficie superior que en la inferior. Por este motivo el mejor perfil es el que está inclinado hacia el flujo aéreo relativo y curvado. La combinación de inclinación y curva es el caso más usado. La inclinación o ángulo de ataque, proporciona sustentación por la resistencia que genera el impacto del flujo aéreo y el perfil combado hace que la velocidad del flujo en la parte superior sea mayor que en la inferior.



La sustentación está relacionada directamente con la velocidad del aeroplano y el ángulo de ataque. Si aumenta la velocidad del perfil, la sustentación que actúa sobre el perfil aumenta. Si aumenta el ángulo de ataque la sustentación también aumenta. Un aumento descontrolado del ángulo de ataque puede provocar una pérdida de sustentación y entrar en lo que se conoce como pérdida.

La sustentación y resistencia generadas por las alas dependen de:

- El ángulo en el cual se encuentran las alas con el flujo aéreo o trayectoria.
- La forma de las alas principalmente su perfil alar.
- La densidad del aire.
- La velocidad del flujo aéreo.
- La superficie del ala.

La fórmula para calcular la sustentación es:

$$Lift = C_L \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S$$

La expresión $\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2$ es la presión dinámica del flujo aéreo en Newton por metro cuadrado (N/m²)

Donde:

- ρ : es la densidad del aire, kg/m³
- V^2 es la velocidad del perfil aerodinámico en m/s
- C_L es una unidad adimensional, es el coeficiente de sustentación.
- Para este tipo de perfiles C_L suele tomar un valor entre 0,1 y 1,5 y es considerado como una medida de la eficacia del alzamiento del perfil. Depende principalmente de la geometría del ala. Depende también del ángulo de ataque del perfil y de la compresibilidad y viscosidad del aire, aunque esto último puede ser omitido en casos de baja velocidad.



5.3 RESISTENCIA

La resistencia es la fuerza que actúa paralela al viento relativo, opuesto a la dirección del vuelo. La mayor parte de la resistencia es generada por la diferencia de presión entre la parte delantera y trasera del avión.

Desde el punto de vista físico, la resistencia es el resultado de las fuerzas que actúan normalmente y tangencialmente sobre una superficie, las primeras son términos de presión, y las últimas, términos de viscosidad.

La magnitud de la fuerza de resistencia resulta de esta ecuación:

$$R_{\text{resistencia}} = C_D \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S$$

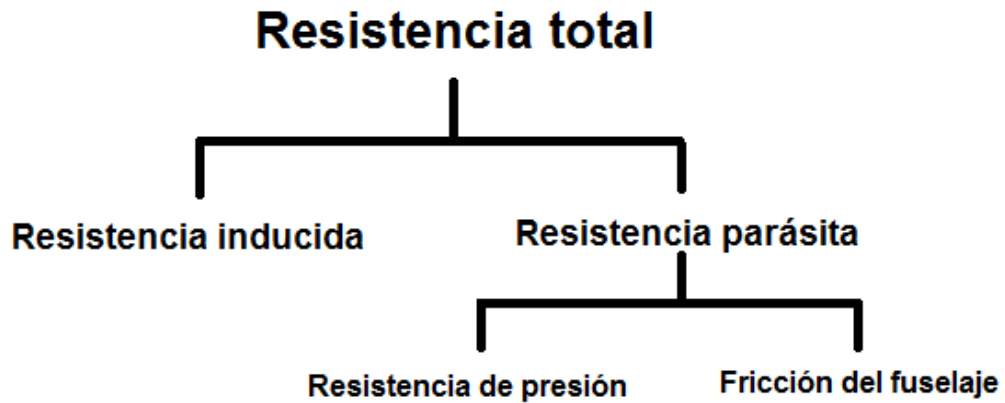
Donde:

- R es resistencia.
- C_D es el coeficiente de resistencia.
- S es el área del ala en m^2
- ρ es la densidad del aire en kg/m^3
- V es la velocidad del avión en m/s

La fuerza de resistencia depende de:

- La aerodinámica del avión.
- Las protuberancias en el fuselaje.
- Turbulencias en las juntas de los componentes estructurales.
- La rugosidad de la superficie.
- La densidad del aire.
- La velocidad del avión.
- La cantidad de sustentación producida.

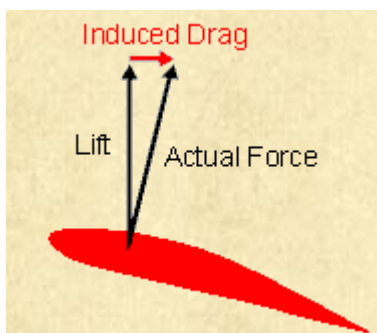
La resistencia total, es la suma de varias resistencias.



Resistencia total, es exactamente la suma de la resistencia parasita y de la resistencia inducida. De esta forma tenemos:

$$D = D_p + D_i$$

Resistencia inducida es la resistencia creada por los vórtices de los extremos de las alas de un avión. La resistencia inducida es la resistencia debida a la sustentación. La alta presión bajo el ala hace que el flujo aéreo cree una turbulencia en la punta del ala de abajo a arriba en movimientos circulares. Este fenómeno es conocido como *vortex*. La resistencia inducida aumenta proporcionalmente con el ángulo de ataque.



$$D_i = C_{di} \cdot S \cdot \frac{1}{2} \rho \cdot V^2$$

La resistencia parasita, es la parte de la Resistencia independiente de la sustentación que consiste en la resistencia de fricción más la resistencia de presión, y se calcula de este modo:



$$D_P = C_{dP} \cdot S \cdot \frac{1}{2} \rho \cdot V^2$$

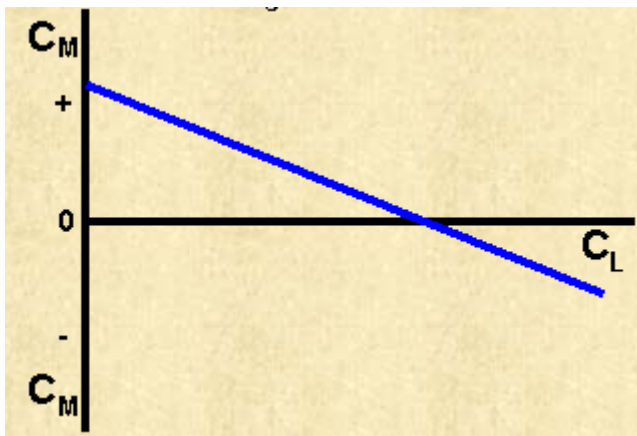
5.4 MOMENTO DE CABECEO

Es el momento que trabaja en el mismo plano que la fuerza de sustentación y la fuerza de resistencia. Es el que hace que el morro del avión suba o baje en ese eje.

El momento de cabeceo se expresa de la siguiente forma:

$$M = \frac{1}{2\rho} \cdot V^2 \cdot S_S \cdot C_M$$

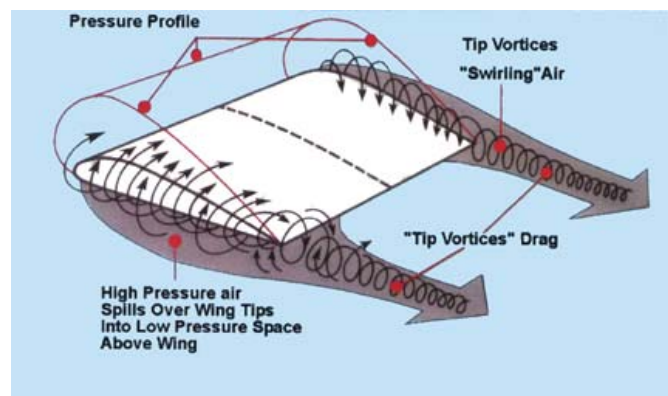
El momento de cabeceo tiende a cambiar el ángulo de ataque del ala. En el siguiente gráfico se observa como cuando el C_L aumenta el C_M disminuye o dicho de otro modo, cuando el ángulo de ataque aumenta, aparece un momento de cabeceo negativo.



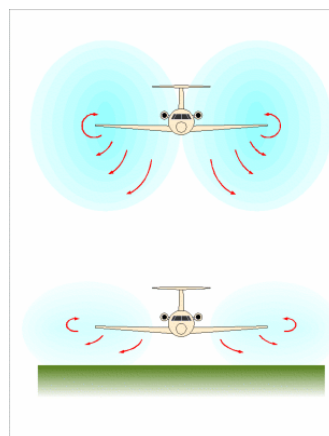
5.5 QUE ES EL EFECTO SUELO

El efecto suelo es un fenómeno natural que aparece cuando un perfil aerodinámico vuela cerca de la superficie. Como consecuencia de esto, el perfil experimenta un incremento de la sustentación y en menor medida de la resistencia. Veamos por qué ocurre esto.

Siempre que un avión vuela, la presión de la superficie inferior es mayor que la presión de la superficie superior, cumpliendo así con el Principio de Bernoulli. Esa situación implica que en la extremidad de las alas el flujo de aire de alta presión (superficie inferior) vaya donde haya menos presión, a la superficie superior, generando así la resistencia en los vórtices o resistencia inducida.

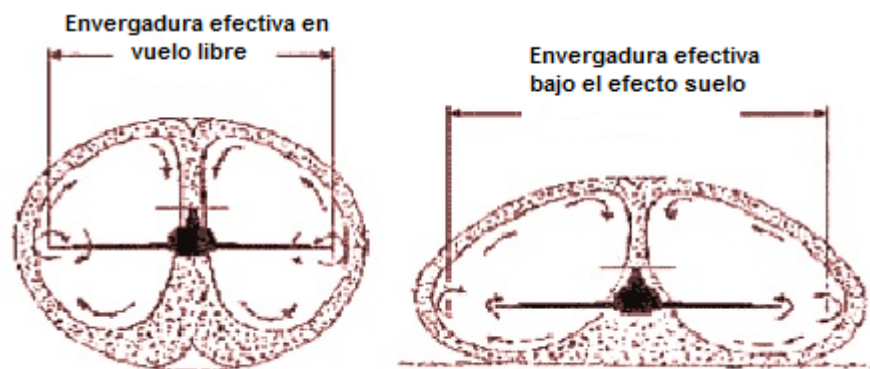


Pero cuando el avión vuela cerca de la tierra, no toda la alta presión puede irse a la superficie superior ya que la tierra se lo impide, generándose un colchón de aire bajo el perfil como se observa en la siguiente figura:



Otro factor muy importante en la generación del efecto suelo es la cuerda o envergadura del perfil. La línea de cuerda es la distancia entre los extremos del ala en la dirección X y que varía según la envergadura.

El colchón de aire que se crea con la alta presión que se acumula bajo el ala cuando ésta vuela cercana al suelo hace que se genere una envergadura efectiva mayor a la normal, este aumento de superficie hace que aumente también la sustentación.



5.6 HISTORIA DEL EFECTO SUELO

El efecto suelo se conoce desde los orígenes del vuelo. Las primeras investigaciones sobre el efecto suelo se desarrollaron en Alemania y en la URSS y allí fue donde se construyeron los primeros prototipos como los WIG (Wing In Ground effect) originarios de la URSS. También en los EEUU se interesaron en el fenómeno WIG. Fue la compañía Boeing la que propuso un diseño que satisficiera las necesidades de las fuerzas armadas americanas en lo referente a transportes pesados de largo alcance.



Modelo Ruso *Ekranoplano*



Modelo americano *Pelicano*

Actualmente los diseños militares aunque no están olvidados del todo no son el principal campo de estudio y desarrollo de estos vehículos. Es en la industria e ingeniería naval, donde más se está investigando y desarrollando los elementos de transporte que se benefician del efecto suelo.

La razón del uso del efecto suelo en náutica se debe a que cuando un barco se desplaza en el agua, utiliza aproximadamente el 50% de su potencia en vencer el rozamiento.

En los últimos años se han creado barcos que, usando el efecto suelo, viajan algunos metros por encima del agua, disminuyendo de esta forma el rozamiento con el agua y alcanzado velocidades inimaginables con consumos energéticos muy asumibles alcanzando de este modo un equilibrio entre velocidad alcanzada y consumo de carburante.

A continuación algunos ejemplos de modelos que se basan en el efecto suelo.

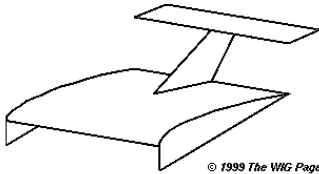


5.7 EFECTO SUELO EN EL DISEÑO

El principal problema con el que tradicionalmente se han encontrado las WIG es la estabilidad. Para resolver esto se han estudiado y desarrollado diferentes prototipos y propuestas. A continuación detallamos cuales han sido las soluciones que se encontraron.

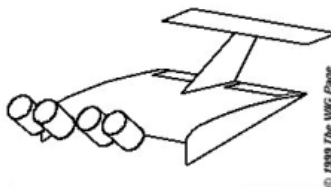
ALA RAM

La característica principal del Ala RAM WIG es el gran ángulo de ataque en su ala principal. Necesita de un alerón horizontal para proporcionar estabilidad a la aeronave.



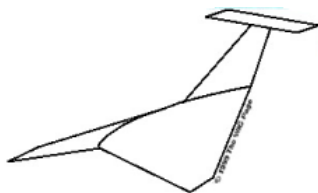
EKRANOPLANO

Este tipo de diseño es una variante del Ala RAM. Lo que se hace aquí es colocar los motores de empuje al comienzo de las alas, de esta forma, el flujo aéreo de los motores puede ser dirigido para aumentar la sustentación en ciertos momentos del vuelo.



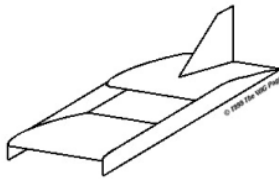
LIPPISCH

Otra forma de reducir la inestabilidad es utilizando alerones mas adaptados al efecto suelo. Es el caso del Lippisch, que utiliza un perfil alar con la forma de un ala delta invertido, como una V. Necesita de un alerón horizontal para estabilizar más pequeño que en el caso del Ala RAM.



TANDEM

Este diseño consiste en la unión de dos alas RAM de las mismas medidas con la misma posición lineal y separadas por una distancia muy corta. Cada perfil alar crea una sustentación simétrica con el centro de inercia de la aeronave, así los momentos de inercia creados y aplicados en los centros de gravedad de la aeronave se anulan puesto que son simétricos y opuestos. Diseño es muy estable que no necesita de un alerón horizontal.





6. PROCEDIMIENTO EXPERIMENTAL

Para llevar a cabo la investigación del efecto suelo se ha realizado un estudio teórico basado en la utilización de tres programas informáticos diferentes, el Nv Foil, el Gambit y el Fluent.

El Nv Foil es un programa informático utilizado para analizar la aerodinámica en 2D de cualquier perfil alar, para cualquier ángulo de ataque y en la modalidad de vuelo libre, es decir, sin influencia del efecto suelo. Este programa nos servirá para comparar resultados obtenidos en el Fluent en el mismo modo y afirmar, de este modo, que la línea de investigación es la correcta.

Gambit es un programa para el diseño de la geometría del perfil y para el mallado del mismo, para luego poder importarlo a programas de elementos finitos.

Finalmente, el programa Fluent es un programa de dinámica de fluidos que se utiliza para la simulación, visualización y análisis de fluidos, calor, transferencia de masas y reacciones químicas.

El estudio ha sido realizado en tres perfiles aerodinámicos diferentes. Un NACA 0012, NACA 4412 y el perfil alar de un Boeing 737.

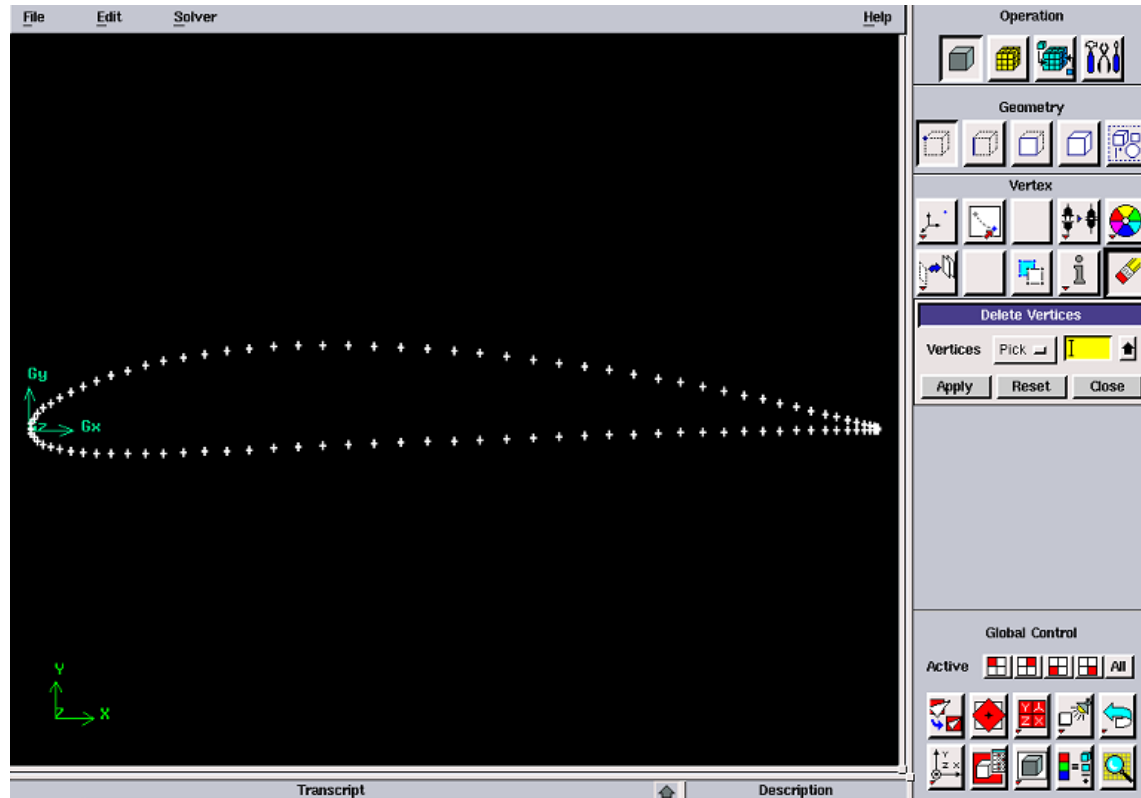
Los motivos que me llevaron a realizar el estudio en estos perfiles fue que el NACA 0012 es el único perfil simétrico que existe. El NACA 4412 se escogió para observar los cambios que se producen en C_L y C_d cuando el perfil no es simétrico. Además de esto, en ambos casos teníamos los datos obtenidos en el túnel de viento que hay en la universidad de NEWI.

Ambos perfiles se estudiaron únicamente en 2D.

Finalmente, se escogió el perfil del Boeing 737 para estudiar el efecto suelo en un tipo de perfil que se asemeja a los de un ala real de avión. Este caso se hizo en 2D y también para un caso concreto el estudio en 3D.

6.1 Diseño del perfil

El diseño fue realizado en Gambit. Para ello se transportaron las coordenadas del perfil desde el software Nv Foil.



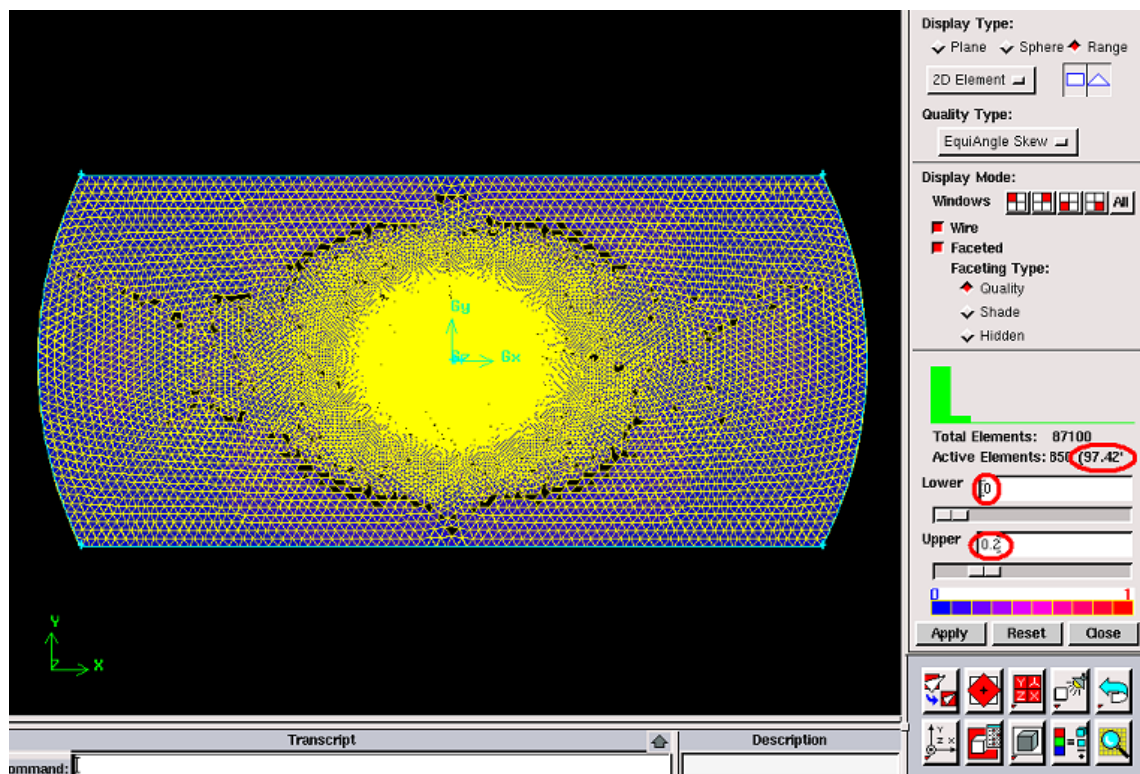
Desde el primer momento surgieron dos diferentes posibilidades de trabajo. Una primera, diseñando el perfil aerodinámico con un ángulo de ataque igual a cero y posteriormente variarlo en el Fluent o la segunda dibujando el perfil con el ángulo de ataque específico. Por recomendación de los tutores, lo que se hizo fue empezar dibujando el perfil con un ángulo de ataque igual a cero grados y más tarde en Fluent, variarlo para los distintos estudios. Luego, para algún caso concreto sí que se podía diseñar el perfil con el ángulo de ataque específico.

6.2 Mallado del dibujo

Esta es la parte más importante para obtener unos buenos resultados y quizá la más compleja y la que más experiencia requiere. De hecho, en este proyecto, se empezó trabajando con un tipo de mallado, que finalmente se desechó y se

acabó utilizando otro que daba resultados más precisos. La diferencia entre un tipo de mallado y otro era el número de nudos, superior en el segundo caso, por lo que el número de puntos a chequear por Fluent era también superior.

La comprobación que se utilizó para saber si el mallado realizado era el correcto consistía en lo siguiente. Que la mayor parte de los elementos activos, en torno al 90% estuvieran entre 0 y 0,2 en 2D y entre 0 y 0,4 en 3D.

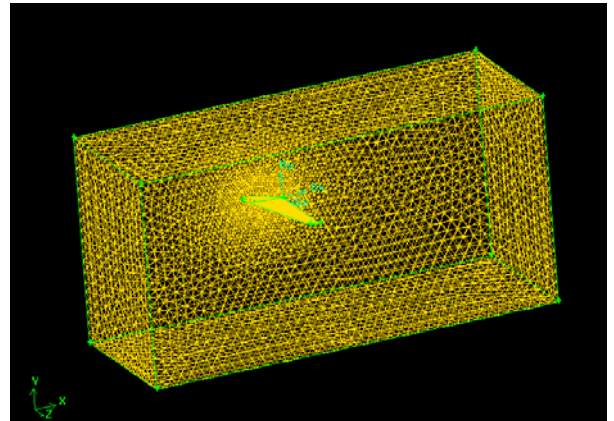
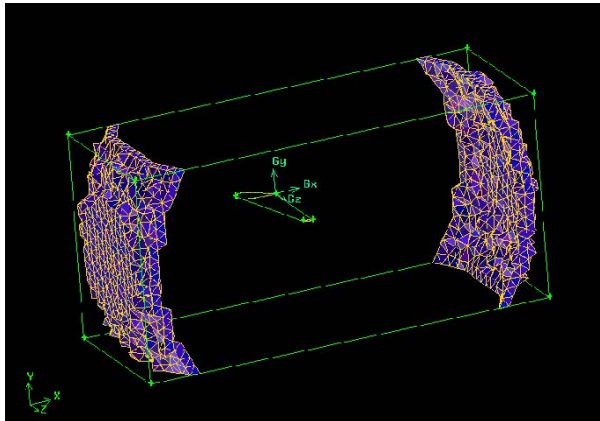


Aun y todo, tener el mallado entre esos valores no era una garantía de éxito. Era necesario asegurarse que el objeto a estudiar estaba bien mallado en su totalidad y sobre todo en las zonas más conflictivas, que en nuestro caso era la zona que está entre el perfil aerodinámico y el suelo. Para resolver esto, se dividió el perfil en cuatro esquinas diferentes, dos en la parte superior y dos en la parte inferior. De esta manera, utilizamos un mallado muy tupido en esta zona crítica, que después el programa Fluent se encargaría de chequear.

En Gambit tenemos la posibilidad de escoger entre varios tipos de mallados pudiéndose cambiar los elementos y los tipos. La selección fue:

Diseños en 2D, elementos: Tri. Tipo: Pave.

Diseños en 3D, elementos: Tet/Hybid. Tipo: Tgrid.



6.3 Analisis en Fluent

Generalizando, se puede decir que Fluent es nuestro túnel del viento, es aquí donde se obtienen los resultados de C_L y C_d deseados.

La forma de trabajo fue la siguiente. El diseño realizado en Gambit se importaba a este software en el cual se imponen las condiciones técnicas para el estudio y se pone a iterar el programa hasta que converge en la solución correcta. Estas fueron las condiciones utilizadas:

1. Model solver: Conectado. Es recomendado cuando se trabaja con aplicaciones que implican aerodinámica de alta velocidad.
2. Model viscous: Spalart-Allmaras. Recomendado en caso de viscosidad turbulenta.
3. Density of the flow: gas ideal
4. Boundary conditions:
 - a. Perfil aerodinamico: wall
 - b. Tierra: wall
 - c. Entorno exterior: pressure farfield



En el caso de 3D y en un caso en 2D, concretamente para el caso del perfil del Boeing 737 se cambiaron las Boundary conditions o condiciones límite. En el resto de estudios las condiciones fueron las mismas.

Estas nuevas condiciones fueron:

Boundary conditions:

- Perfil aerodinámico: muro
- Tierra: muro
- Parte anterior: velocidad de entrada
- Parte posterior y frente máximo: presión de salida.

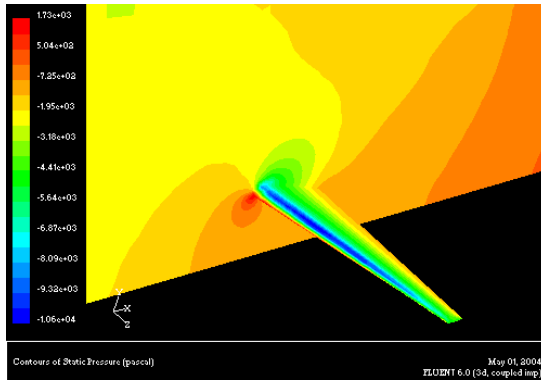
Estas últimas condiciones dieron unos resultados más exactos.

Una vez terminados todos los cálculos e iteraciones y lograda la convergencia, se pueden ver los resultados de C_L , C_m , C_d , gráficos de presión, velocidad, temperatura, informe de fuerzas, etc.

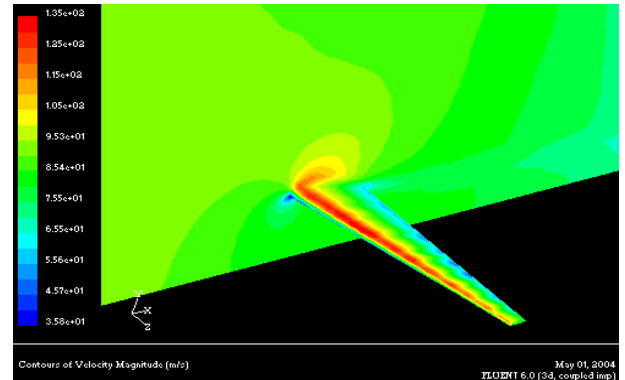
Para este proyecto sólo se usarán el coeficiente de sustentación y el coeficiente de resistencia.

Ejemplos de gráficos obtenidos en Fluent.

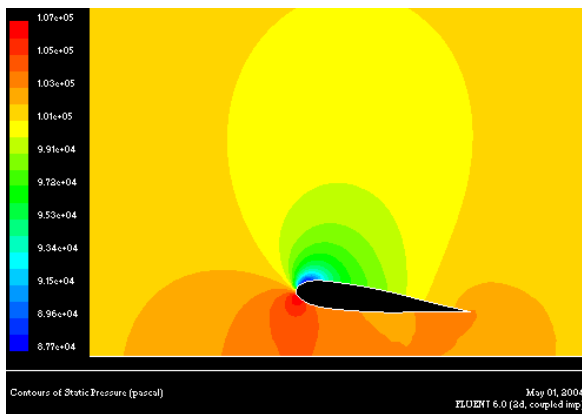
PRESION EN 3D



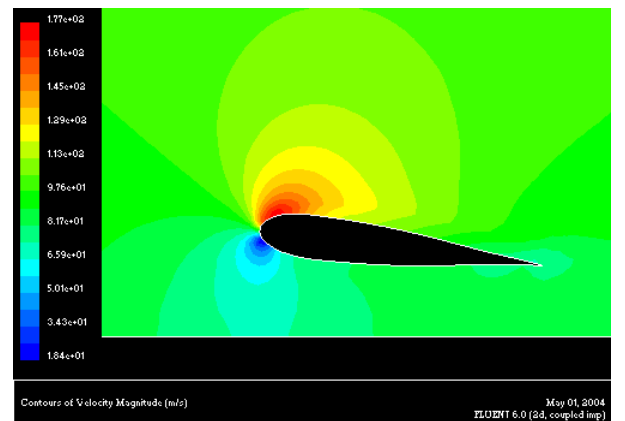
VELOCIDAD EN 3D



PRESION EN 2D



VELOCIDAD EN 2D



Los valores aumentan en orden creciente por este orden, azul, valores mínimos, rojo valores máximos.



7. ANALISIS Y RESULTADOS

Como ya se ha descrito, el estudio se realizó para el NACA 0012, NACA 4412 y el perfil alar del Boeing 737 en 2D y 3D. Todos estos casos fueron estudiados en seis ángulos de ataque diferentes 0, 2, 4, 6, 8 y 10 grados con la misma velocidad en todos los casos: 0,285 mach (96,9 m/s) y misma longitud de la línea de cuerda (chord), 4 m.

El análisis se realizó estudiando el perfil en vuelo libre, sin influencia del efecto suelo y posteriormente, descendiendo gradualmente hasta 0,3 m sobre el suelo. La forma de expresar este descenso es en términos de línea de cuerda y altura, esto es, la relación entre la altura y la línea de cuerda. Las medidas son: Vuelo libre, $h/c=2,5$ $h/c=0,5$ $h/c=0,125$ $h/c=0,075$.

Para comprobar que la forma de trabajo era la correcta, se calculaba el C_L y C_d para vuelo libre y se comparaban con los valores obtenidos en Nv Foil.

Posteriormente se iba descendiendo en altura y observando los cambios que se producían en el C_L y C_d . Estos cambios consistían en un aumento en el valor de C_L y un aumento también, aunque en menor medida del C_d . La comparativa con Nv Foil solo se podía realizar en la modalidad vuelo libre, puesto que este programa no sirve para estudiar el efecto suelo, solo calculaba datos para vuelo libre.

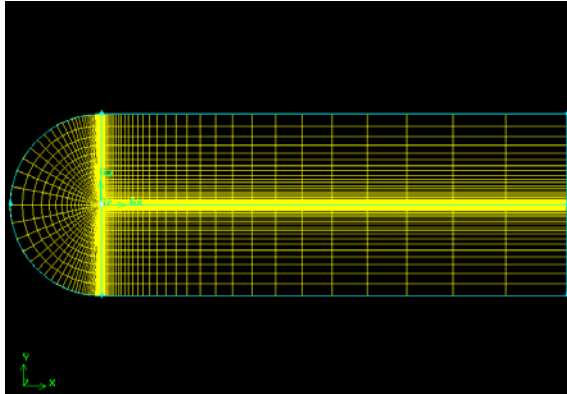
7.1 NACA 0012

Este perfil se estudio de dos formas diferentes. La primera, con un mallado que dio unos resultados, aceptables y más adelante, tras seguir estudiando y documentándose en el software se utilizó otro mallado que dio unos resultados aún mejores.

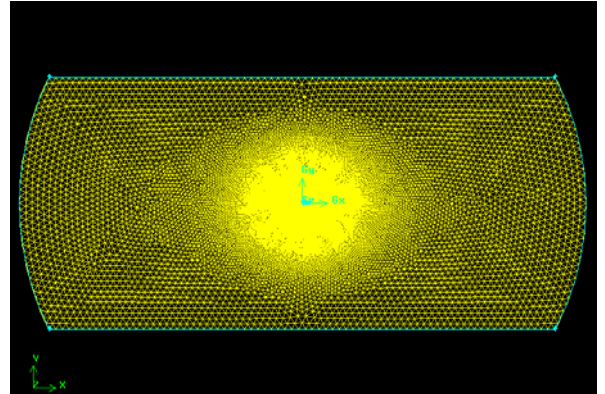
La diferencia entre un mallado y otro era el número de nudos. En el mallado considerado malo, había menos puntos para chequear que en el denominado bueno. Los datos obtenidos en este último fueron más exactos y similares a los obtenidos en Nv Foil.

Detalle de los dos tipos de mallados usados.

NACA 0012 MALLADO "MALO"



NACA 0012 MALLADO "BUENO"



En adelante, todo el estudio en los diferentes perfiles se realizó con el llamado "mallado bueno".

De los resultados obtenidos, la primera conclusión obtenida, es que el valor de C_L no es exactamente igual al obtenido en Nv Foil, esto se debe a que Nv Foil no utiliza exactamente las mismas condiciones y parámetros que Fluent. No obstante los resultados son bastante similares y fueron considerados como validos. Estas comparativas eran indicadas por el tutor del proyecto, que continuamente se interesaba y asesoraba por nuestros avances tanto en Fluent como en Gambit. El estudio demuestra la variación y aumento de los coeficientes aerodinámicos cuando el perfil descendía en altura como cuando también se aumentaba el ángulo de ataque.

Ejemplos de coeficientes en dos condiciones completamente análogas, vuelo libre y efecto suelo extremo, $h/c = 0,075$

Vuelo libre

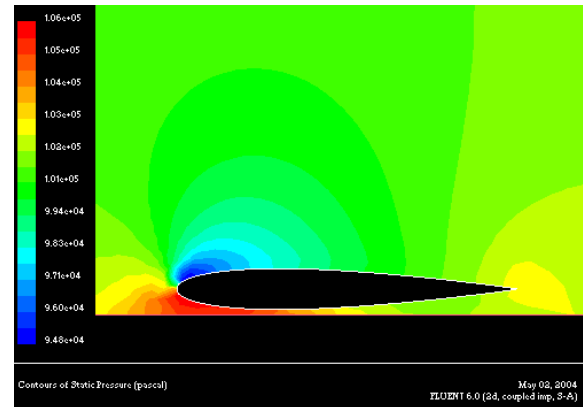
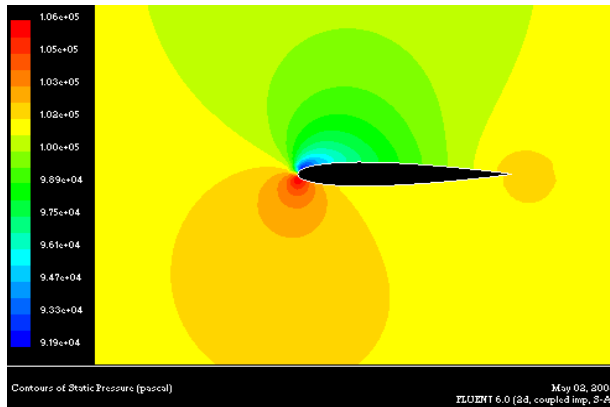
AoA	C_L	C_d
0°	0.0024	0.0089
2°	0.2064	0.0098
4°	0.3931	0.0146
6°	0.5424	0.0232
8°	0.6536	0.0342
10°	0.7074	0.051

$h/c=0.075$

AoA	C_L	C_d
0°	0.1223	0.0527
2°	0.2653	0.0454
4°	0.4798	0.0532
6°	0.6698	0.0718
8°	0.8552	0.1061
10°	1.04	0.1535

Y ahora la misma comparativa de manera gráfica, vuelo libre comparado con $h/c = 0,075$. Para el mismo ángulo de ataque, 6°

Free flight

 $h/c=0.075$ 

Se observa claramente como el área de alta presión en la superficie inferior es mayor en el perfil sometido a efecto suelo que en el perfil de vuelo libre. El color rojo es más intenso y se observa por toda la parte inferior del perfil, no así en el gráfico de vuelo libre.

En caso de que únicamente se busque un gran aumento en la sustentación, la mejor opción es cuando la relación h/c es igual a 0,075 es decir en el caso de efecto suelo extremo. En este caso, se obtiene un incremento de la sustentación del orden del 25% al 30%. Este incremento de la sustentación causa un gran aumento de la resistencia, del orden de tres veces mayor debido a que la resistencia es proporcional a la presión de la superficie inferior del perfil aerodinámico.

La óptima relación entre sustentación y resistencia se da cuando el efecto suelo no es extremo y el ángulo de ataque está situado entre 4 ó 6 grados, lo que está dentro de los parámetros normales pues un ángulo de ataque alto, provoca un gran aumento de la resistencia inducida.

A continuación se muestran diferentes tablas relacionando los valores C_L , C_d , y C_L/C_d para dos casos análogos, sin influencia del efecto suelo, $h/c = 2,5$ y con influencia del efecto suelo h/c igual a 0,075 para comparar la mayor sustentación con el C_L/C_d



Comparativa del coeficiente de sustentación C_L en dos casos. Con y sin influencia del efecto suelo.

AoA	C_L h/c=2.5	C_L h/c=0.075
0°	0.006	0.1223
2°	0.2018	0.2653
4°	0.3979	0.4798
6°	0.5474	0.6698
8°	0.6467	0.8552
10°	0.6997	1.04

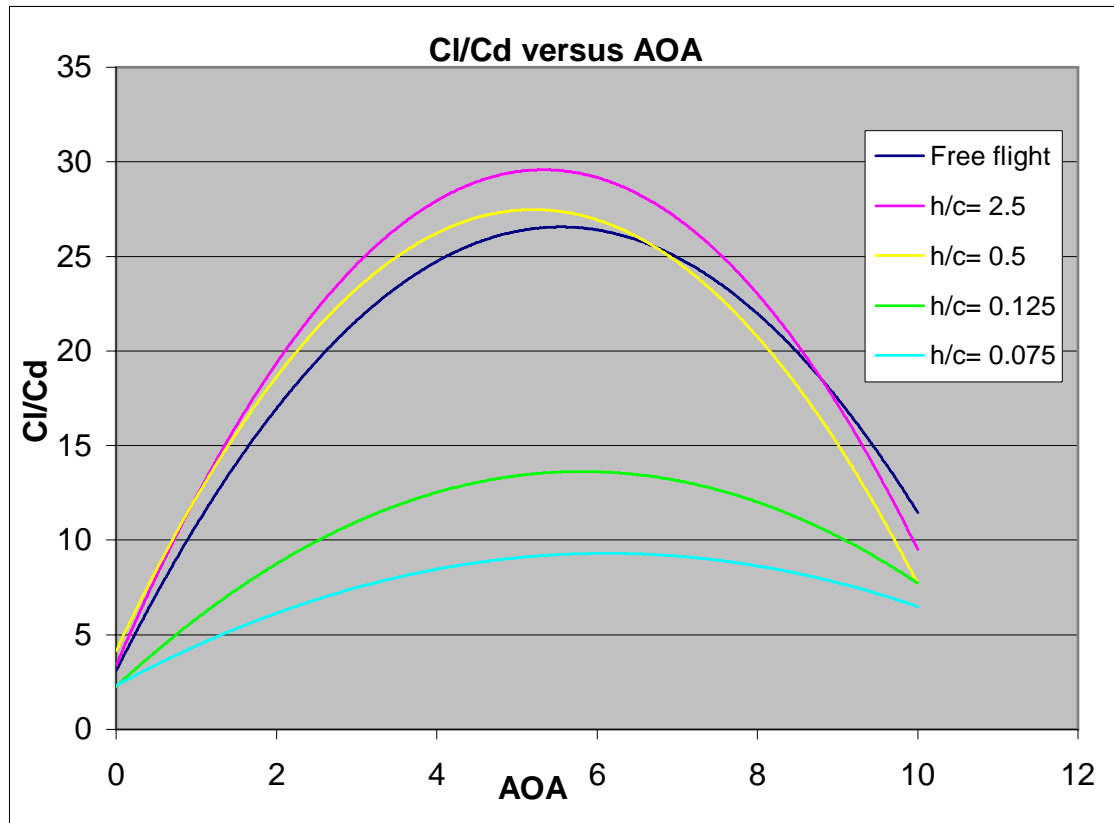
Mismo caso con el coeficiente de resistencia C_d

AoA	C_d h/c=2.5	C_d h/c=0.075
0°	0.0075	0.0527
2°	0.0087	0.0454
4°	0.0136	0.0532
6°	0.0195	0.0718
8°	0.0343	0.1061
10°	0.0573	0.1535

Finalmente se compara analíticamente y gráficamente la relación entre C_L/C_d

AoA	C_L/C_d h/c=2.5	C_L/C_d h/c=0.075
0°	0.8000	2.3207
2°	23.1954	5.8436
4°	29.2574	9.0188
6°	28.0718	9.3287
8°	18.8542	8.0603
10°	12.2112	6.7752

En rosa las relaciones óptimas de C_L/C_d y debajo, la misma relación de forma gráfica. Se observa que la mejor relación es cuando el efecto suelo aun no es extremo y para ángulos de ataque medios.



7.2 NACA 4412

Este perfil se estudió sólo con el mallado que demostró ser más exacto en el estudio del NACA 0012. La metodología de estudio fue la misma. Primero se calculó el C_L para el modo vuelo libre y luego se compararon con los valores obtenidos en el programa Nv Foil. Posteriormente, se fue disminuyendo la altura y se estudio los cambios en C_L y C_d .

Comparativa de los resultados obtenidos en Fluent y Nv Foil.

AoA	Cl Fluent	Cl Nv Foil
0°	0.4685	0.4930
2°	0.6895	0.7330
4°	0.8767	0.9720
6°	1.0385	1.2110
8°	1.1458	1.4470
10°	1.1773	1.6682

Como era de esperar, la mayor sustentación se da cuando la relación h/c es igual a 0,075 y también cuando el ángulo de ataque es mayor.

Resultados obtenidos con vuelo libre y efecto suelo extremo, $h/c = 0,075$

Free flight

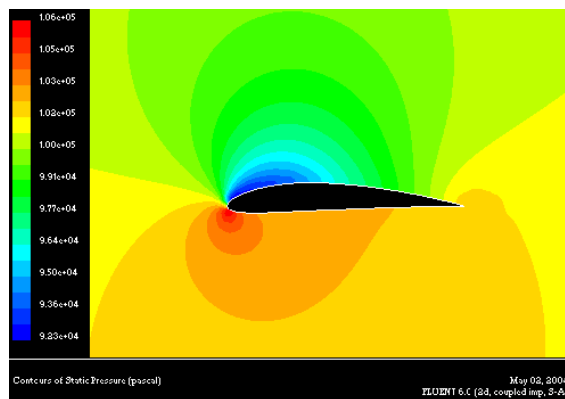
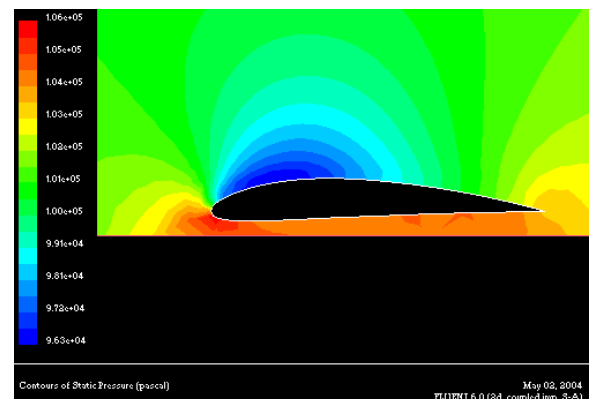
AoA	Cl	Cd
0°	0.4685	0.0086
2°	0.6895	0.0087
4°	0.8767	0.019
6°	1.0385	0.0155
8°	1.1458	0.03
10°	1.1773	0.045

 $H/c = 0.075$

AoA	Cl	Cd
0°	0.5415	0.043
2°	0.7515	0.0341
4°	0.9351	0.0431
6°	1.2142	0.0766
8°	1.3157	0.1144
10°	1.3263	0.1512

Y de nuevo, de forma gráfica, las diferencias de presión en vuelo libre y con efecto suelo máximo. Ambos casos para un ángulo de ataque igual a 6°

Vuelo libre

 $h/c = 0.075$ 

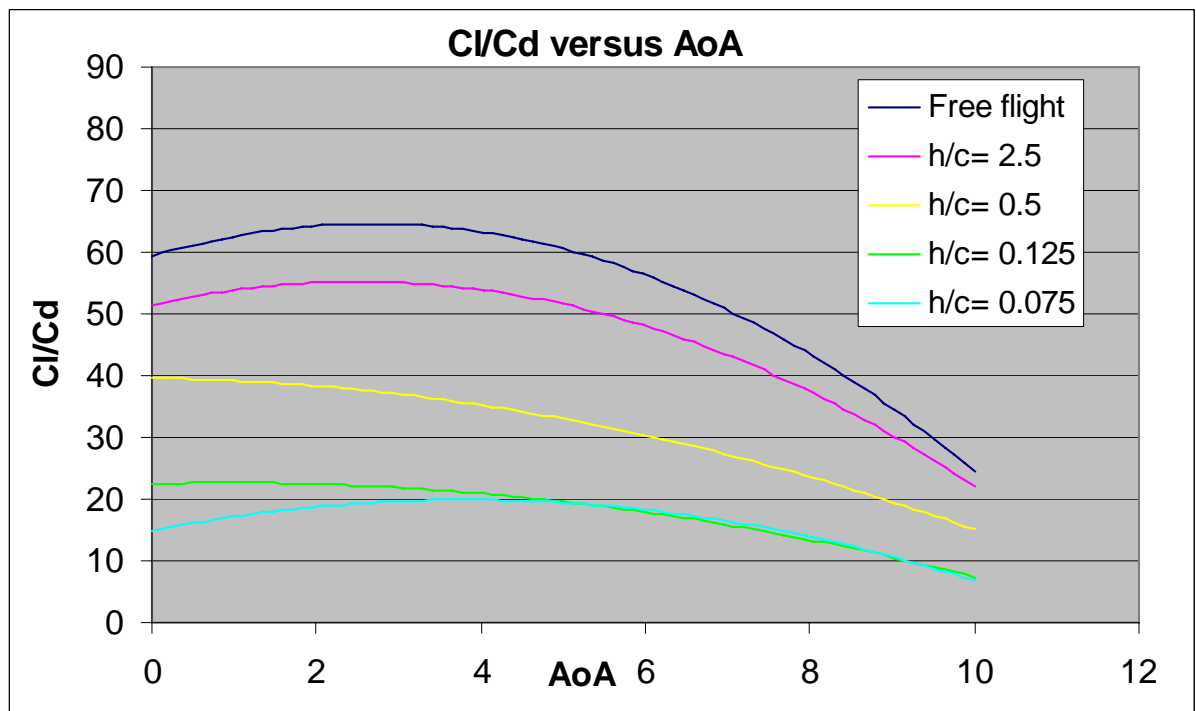
Se observa claramente que la zona de alta presión en la superficie inferior es mayor en el caso del efecto suelo y al igual que en el caso anterior, el mayor aumento de la sustentación se da cuando el perfil aerodinámico vuela con el efecto suelo. Sin embargo, de nuevo, si buscamos la mejor relación entre la sustentación y la resistencia, vuelve a ocurrirnos que no se da cuando la relación altura cuerda, h/c es igual a 0,075 sino cuando es igual 2,5.



AoA	C_L/C_d $h/c=2.5$	C_L/C_d $h/c=0.075$
0°	46.2990	12.5930
2°	64.9307	22.0381
4°	52.2420	21.6961
6°	45.0804	15.8512
8°	34.5347	11.5009
10°	24.7920	8.7718

En rosa, las relaciones óptimas entre C_L/C_d . De nuevo vuelve a darse el caso de que las relaciones óptimas se dan cuando se obtiene un aumento de la sustentación, pero no tanto de la resistencia. Para este perfil, la mejor relación entre la sustentación y la resistencia aparece cuando la relación de h/c es de 2,5 y el ángulo de ataque se sitúa entre 2 y 6 grados.

A continuación se muestra de forma gráfica las diferentes relaciones entre C_L/C_d para cada altura y diferentes ángulos de ataque.



En este caso, igual que en el perfil NACA 0012, observamos como las mejores relaciones se dan cuando el efecto suelo no es extremo, debido al gran aumento de la resistencia inducida, como se observa en la tabla.

7.3 PERFIL DEL BOEING 737

Este caso se estudió de tres maneras diferentes. Dos de ellas en 2D y otra en 3D. El caso de 3D se estudió sólo para un ángulo de ataque.

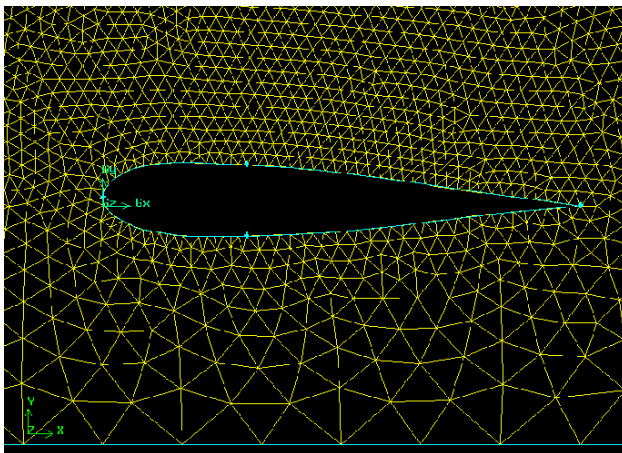
Primero expondremos el caso de estudio en 2D.

Tal y como se explicó anteriormente, para el estudio en el programa Fluent las condiciones limite fueron cambiadas y a diferencia de lo hecho en casos anteriores, los perfiles se diseñaron en Gambit con los ángulos de ataque deseados y no como anteriormente, donde se dibujaban los perfiles con un ángulo de ataque igual a cero y luego en Fluent se modificaba el flujo de aire con el ángulo de ataque deseado.

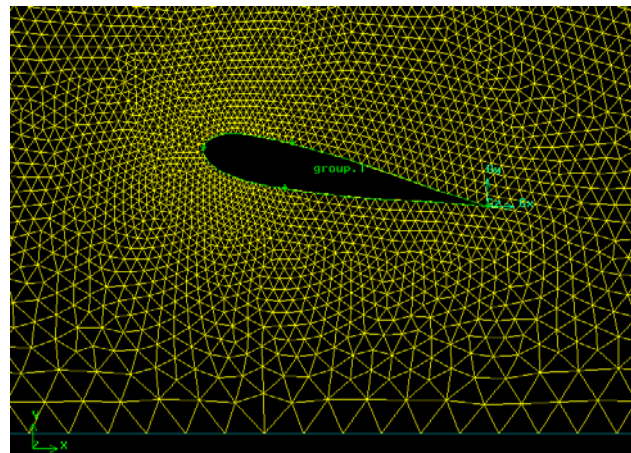
La experiencia demostró que los resultados mejoraban, pero por otro lado, se observaba que la forma de trabajar en los casos anteriores había sido más que aceptable también.

Ejemplos de diferentes diseños en Gambit.

Ángulo de ataque igual a 0°



Ángulo de ataque igual a 10°





Los argumentos para afirmar lo anterior son:

- Los resultados son más semejantes a los obtenidos con el programa Nv Foil.
- La sustentación aumenta cuando disminuye la altura del perfil.
- La resistencia aumenta cuando el perfil aerodinámico baja, pero no mucho.
- El C_m es siempre negativo, como debería serlo, y en el otro método de investigación ese fenómeno no aparecía.
- La relación entre C_L y C_d es más grande que en los otros métodos, lo que demuestra que este método de estudio es mejor.

Comparativa de los valores obtenidos con los tres diferentes métodos cuando el perfil aerodinámico vuela sin el efecto suelo, en el caso de vuelo libre.

AoA	C_L	C_L con el AoA dibujado	C_L Nv foil
0°	0.1319	0.1412	0.148
2°	0.3514	0.374	0.383
4°	0.5626	0.5811	0.618
6°	0.7563	0.7919	0.853
8°	0.9207	1.0312	1.086
10°	1.0455	1.193	1.319

Con este nuevo método de trabajo, se aprecia también que el coeficiente de resistencia aumenta, pero los valores obtenidos son muy pequeños si los comparamos con los obtenidos en el otro método, dibujando en Gambit con un ángulo de ataque igual a cero.

A continuación se muestran los valores obtenidos para los coeficientes de resistencia en vuelo libre:

AoA	C_d	C_d con el AoA dibujado	C_d Nv foil
0°	0.014	-0.0003	0.047
2°	0.0159	-0.0018	0.046
4°	0.0188	-0.0076	0.045
6°	0.0244	0.0135	0.042
8°	0.0324	0.017	0.038
10°	0.0452	0.0299	0.034

Como en los otros casos, la mayor sustentación se da cuando el perfil está sometido al efecto suelo.

Los diferentes aumentos de sustentación obtenidos con ambos métodos se muestran a continuación, en vuelo libre y cuando h/c es igual a 0,075

$$h/c = 0.075$$

Free flight

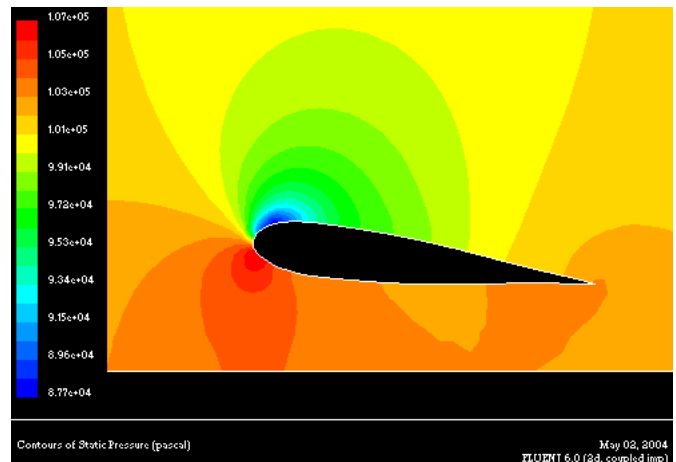
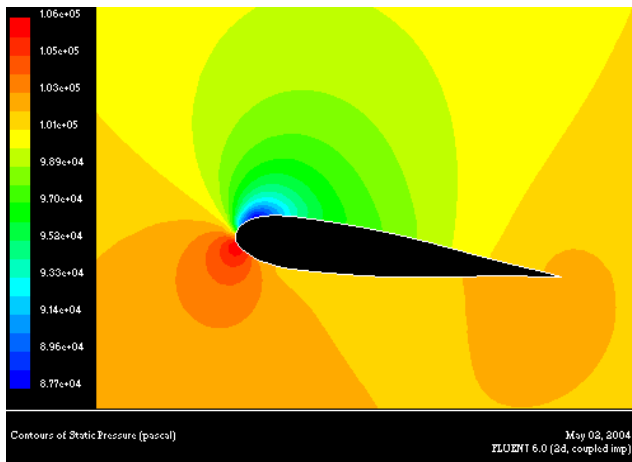
AoA	Cl	Cl with the AoA drawn
0°	0.1319	0.1412
2°	0.3514	0.374
4°	0.5626	0.5811
6°	0.7563	0.7919
8°	0.9207	1.0312
10°	1.0455	1.193

AoA	Cl	Cl with the AoA drawn
0°	0.2024	can not check
2°	0.4004	-0.0271
4°	0.6489	0.6193
6°	0.811	1.0977
8°	1.0247	1.3125
10°	1.3135	1.4749

Como se ha comentado, los valores obtenidos con el diseño inclinado en Gambit son mayores que los valores obtenidos con el otro método.

A continuación comparativas de presión, cuando el perfil aerodinámico vuela en vuelo libre y cuando el perfil vuela con el efecto suelo extremo.

Free flight

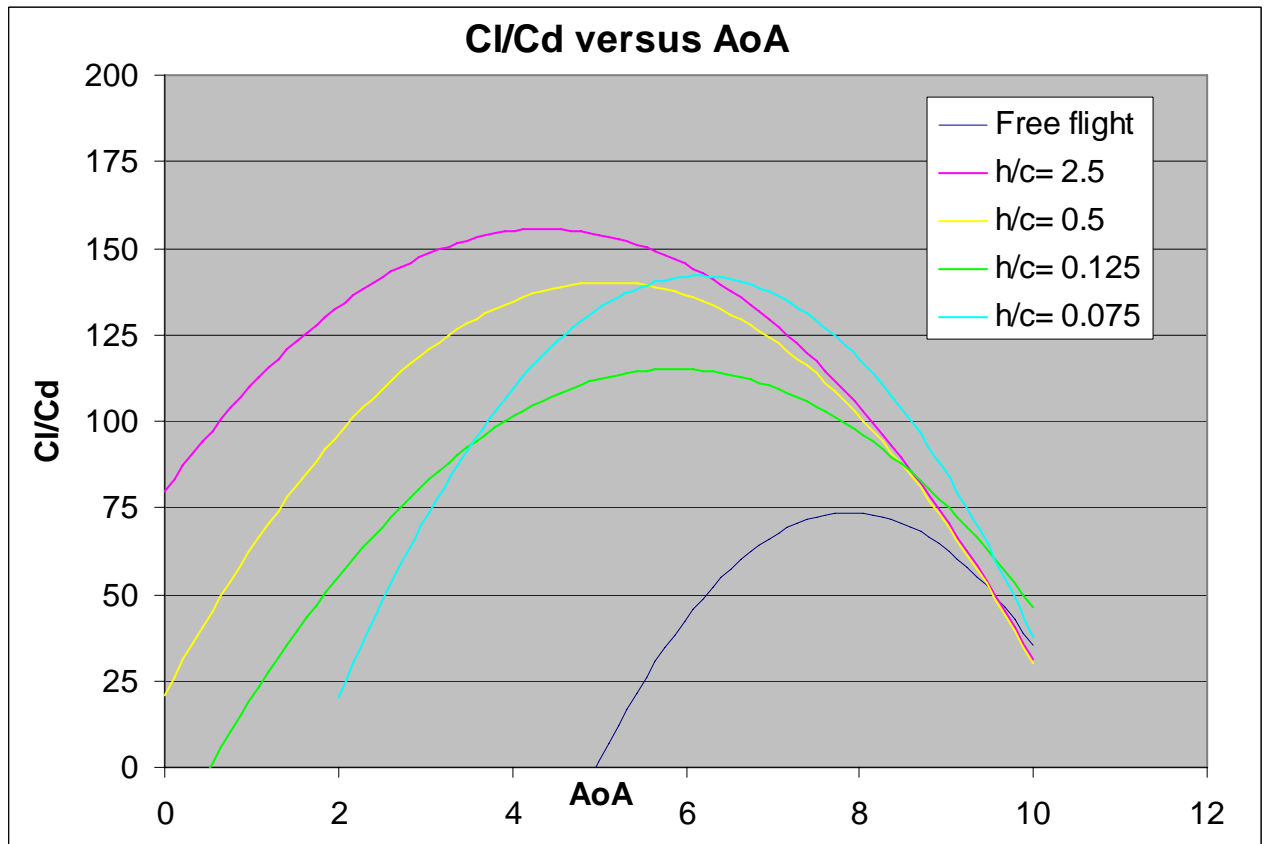
 $h/c = 0.075$ 

Se observa claramente que la zona de alta presión en la superficie inferior es mucho mayor en el caso en el que el perfil aerodinámico vuela con el efecto suelo.

Como en casos anteriores, buscamos no solo el aumento de sustentación sino la mejor relación entre sustentación y resistencia. Comparamos ahora los resultados analíticos de los diferentes C_L/C_d entre $h/c = 2,5$ y $h/c = 0,075$

AoA	C_L/C_d $h/c=2.5$	C_L/C_d $h/c=0.075$
0°	58.0000	can not check
2°	157.2	11.2152
4°	188.3235	151.0488
6°	118.0541	144.4342
8°	70.4351	72.5138
10°	56.0307	59.7126

Y de forma grafica la comparativa de C_L/C_d para cada altura para los diferentes ángulos de ataque.



Se vuelve a observar que las mejores relaciones se dan cuando el ángulo de ataque está entre 4 y 6 grados.

7.4 BOEING 737 EN 3D

Este estudio solo se ha realizado el caso de ángulo de ataque igual a 8 grados. El diseño del perfil aerodinámico se hizo dibujando el perfil de la base y de la extremidad de un ala del Boeing 737 y uniéndolos. Estos perfiles y sus coordenadas fueron obtenidos en internet al igual que las medidas de la envergadura, base y extremidad. No obstante, hay que señalar que no es un ala real, sino una aproximación, pues en la realidad, los perfiles del ala van variando a lo largo de la longitud de la misma. Los parámetros para el ala que vamos a utilizar en el análisis son:

$$\text{span}(b) = 28.35\text{m}$$

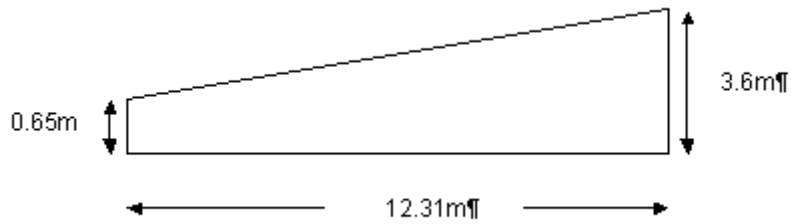
$$\text{rootchord} = 3.6\text{m}$$

$$\text{tipchord} = 0.65\text{m}$$

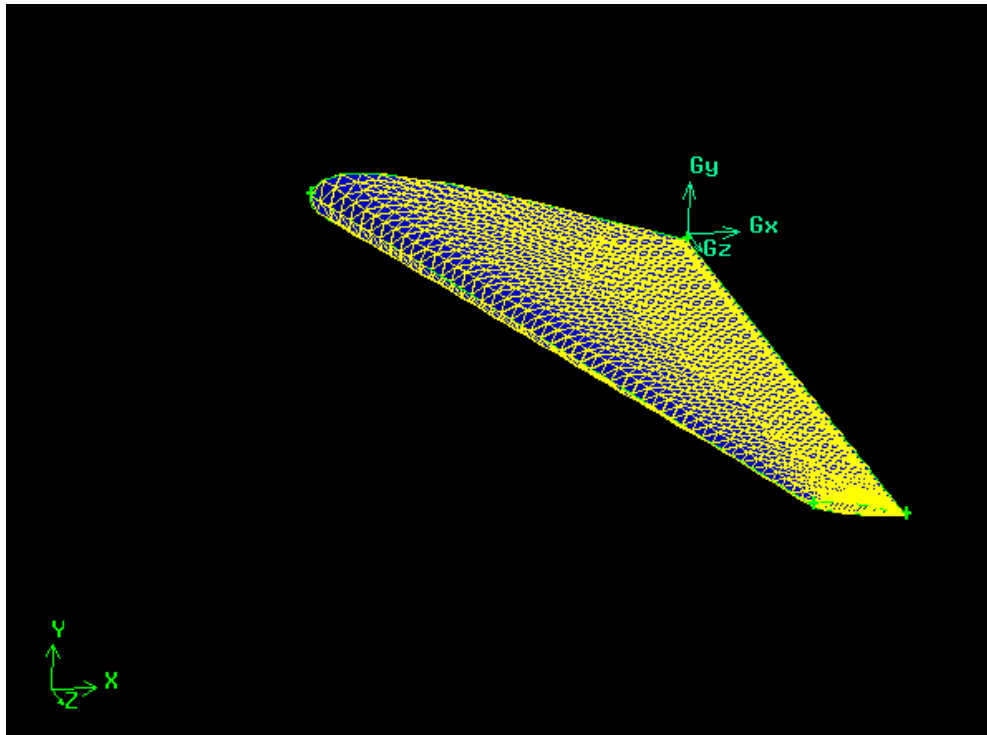
$$\text{Area}(S) = 102\text{m}^2$$

$$\text{AspectRatio} = A = \frac{b^2}{S} = 7.88$$

$$\alpha = \text{angleofattack} = 8^\circ$$



El resultado en Gambit es el siguiente:



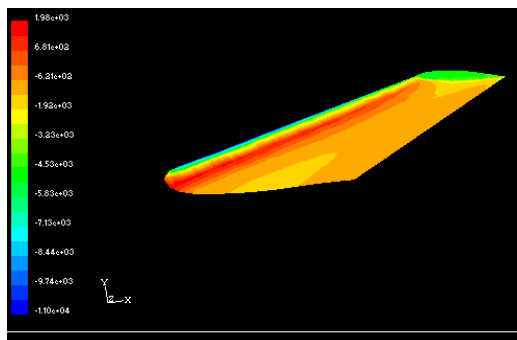
Los valores de sustentación y de resistencia fueron calculados para el caso en el que el perfil aerodinámico vuela con un ángulo de ataque de 8 grados. Los resultados obtenidos demuestran que, como esperábamos, la sustentación aumenta cuando descendemos, así como también lo hace la resistencia.

Comparativa de valores entre 3D y 2D:

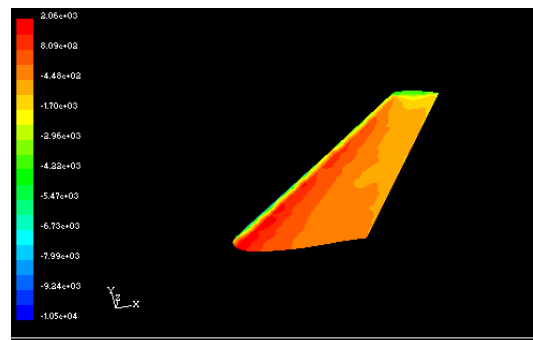
AoA	h/c	Cl	Cl in 3D
8°	Free flight	0.9207	0.6666
	2.5	0.8547	0.7008
	0.5	0.9317	0.7261
	0.125	0.9625	0.7512
	0.075	1.0247	0.8508

De forma gráfica las diferentes condiciones de presión en el perfil, en vuelo libre y con efecto suelo extremo.

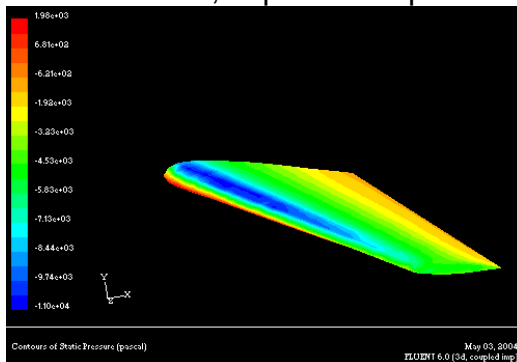
Vuelo libre, superficie inferior



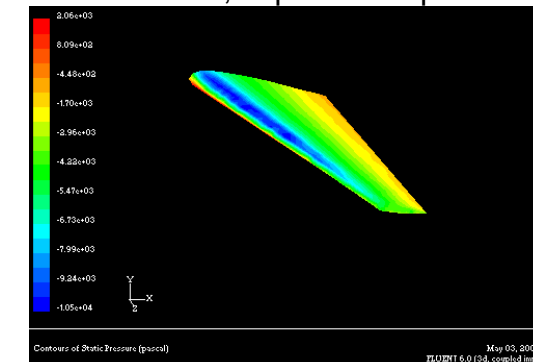
h/c= 0.075, superficie inferior



Vuelo libre, superficie superior



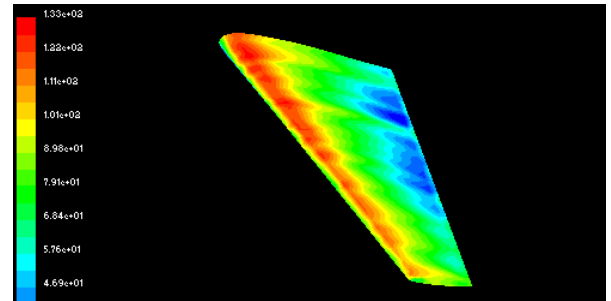
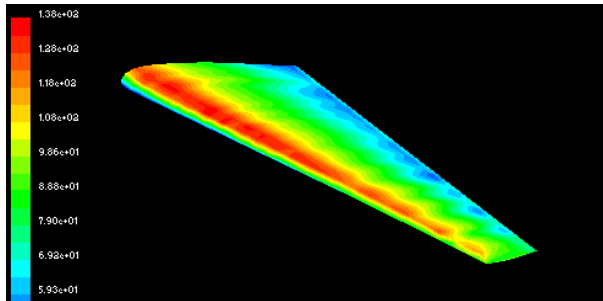
h/c= 0.075, superficie superior



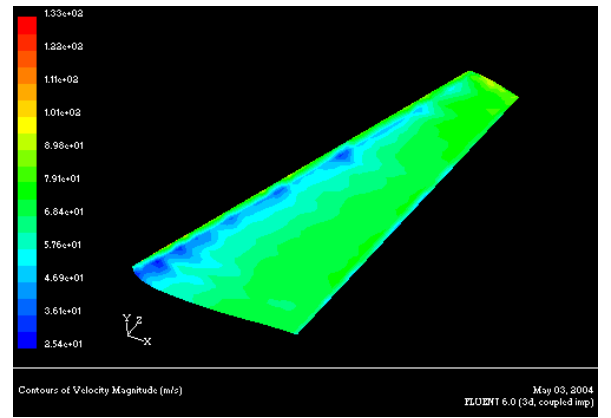
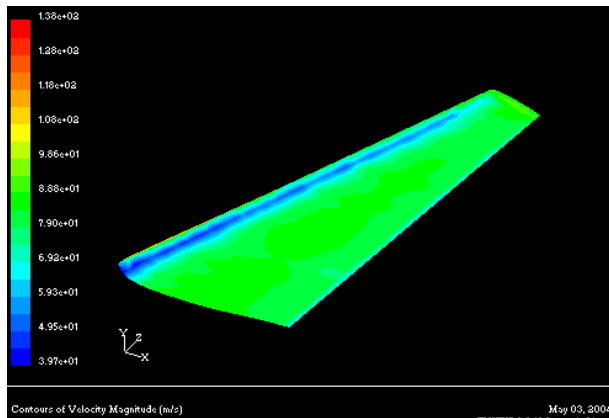
Se observa muy bien como la presión es mayor con el efecto suelo.

Siguiendo la ecuación de Bernoulli, en la zona de alta presión, la velocidad es más baja que en la zona de baja presión. A continuación lo demostramos de una forma gráfica con los resultados obtenidos en Fluent.

Vuelo libre, superficie superior

 $h/c = 0.075$, superficie superior

Vuelo libre, superficie inferior

 $h/c = 0.075$, superficie inferior

Se observa que en la zona de alta presión, superficie inferior, la velocidad es más baja que en la zona de menor presión, superficie superior. Demostrando así que la alta presión implica una pequeña velocidad y la baja presión una gran velocidad.

Como en los casos anteriores, si lo que estamos buscando es un aumento de sustentación, tenemos que elegir el caso donde el perfil aerodinámico vuela con el efecto suelo extremo, pero como ya sabemos, eso implica un aumento de la resistencia, así que elegiremos la mejor relación de C_L y C_d .

Tabla con el coeficiente de resistencia y la relación C_L/C_d :

AoA	h/c	C_d	C_d en 3D	C_L/C_d en 3D
8°	Free flight	0.017	0.0474	14.0633
	2.5	0.0154	0.0555	12.6270
	0.5	0.0125	0.0609	11.9228
	0.125	0.0174	0.0549	13.6831
	0.075	0.0181	0.069	12.3304

Este caso no se ha comparado gráficamente porque el estudio solo se ha realizado con un ángulo de ataque. Se observa que la mejor relación CL/C_d es cuando el h/c es igual a 0,125.



8. CONCLUSIONES

Con este estudio, ha quedado demostrado la existencia del fenómeno natural llamado efecto suelo que causa un fuerte incremento en la sustentación a la vez que un aumento en la resistencia cuando un perfil aerodinámico vuela cerca del suelo.

También se ha demostrado que utilizando diferentes tipos de mallados en el programa Gambit o diferentes condiciones en Fluent se pueden alterar sustancialmente los resultados, por lo que para alcanzar unos resultados muy precisos se necesita un largo periodo de tiempo de estudio y continuo aprendizaje en dichos programas. Pero en general, los resultados obtenidos y avances realizados en ambos programas han sido muy satisfactorios.

Hemos podido observar también las diferencias en los resultados entre 3D y 2D. El valor de sustentación obtenido en 3D es menor que el obtenido en 2D tal y como esperábamos, por el contrario en el caso de la resistencia, debía ser mayor en 3D que en 2D y así ha sido.

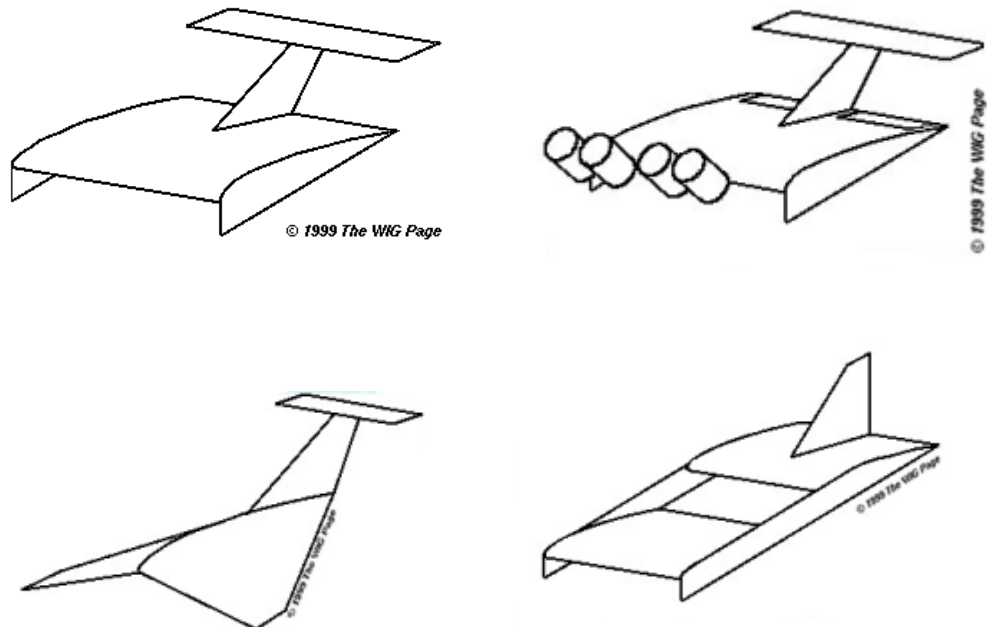
Otro punto importante es que la sustentación máxima obtenida era en casos de altura mínima, lo que produce un aumento excesivo de la resistencia.

Por tanto, si buscamos la mejor relación entre sustentación y resistencia, la mejor opción ha resultado ser el perfil del Boeing 737, el segundo el NACA 4412 y finalmente el NACA 0012.

Como ya he mencionado este proyecto me enseñado a usar y a evolucionar en estos dos importantes programas sobre aerodinámica, pero lamentablemente, un año no es suficiente para aprender a utilizar en su totalidad todo el potencial de estos programas, como me han demostrado mis dos tutores en este proyecto, Steve Lacaud y Lydie Szkatula, estudiantes de doctorado en esta universidad, que a día de hoy siguen aprendiendo y profundizando en estos dos programas.

9. RECOMENDACIONES

Después del estudio realizado en 2D y en 3D mas los resultados obtenidos en el túnel del viento, queda confirmada la existencia del efecto suelo. Para estudios posteriores, se recomienda realizar el estudio empezando a trabajar en 3D, ya que es la parte del proyecto que necesitará más trabajo, para luego crear el diseño y la construcción de un prototipo. Como el que se muestra en las imágenes:



Este trabajo puede ser realizado en el túnel de viento de NEWI y en CFD.



10. REFERENCIAS Y BIBLIOGRAFÍA

Libros:

BARNES W. Mc CORMICK (1995) Aerodynamics Aeronutics and Flight Mechanics (U.S.A.) THE PENNSYLVANIA STATE UNIVERSITY DEPARTMENT OF AEROSPACE ENGINEERING

RICHARD S. SHEVELL (1989) Fundamentals of Flight (U.S.A) STANFORD UNIVERSITY

MALCOLM J.ABZUG AND E.EUGENE LARRABEE (1997) CAMBRIDGE UNIVERSITY PRESS

IRA H. ABBOT AND ALBERT E. VON DOENHOFF (1958) Theory of wing section (U.S.A.

INTERNET:

[1] April 2004

http://celaine.com/blog/blueskies_comments.php

[2] John Brandon (2000)

<http://www.auf.asn.au/groundschool/#lift>

[3] Ray Preston

<http://142.26.194.131/aerodynamics1/Lift/Page6.html>

[4] Autor unknow (2003)

http://www.centennialofflight.gov/essay/Theories_of_Flight/drag/TH4.htm

[5] Ray Preston

<http://142.26.194.131/aerodynamics1/Stability/Page9.html>



[6] Autor unknow

<http://www.se-technology.com/wig/index.php>

[7] onemagout@hotmail.com (2000)

<http://www.geocities.com/proppitch/Ground.htm>

[8] Autor unknow (1997)

<http://www.aerospaceweb.org/question/aerodynamics/q0130.shtml>

[9] Hubert Mouche (2000)

<http://membres.lycos.fr/dracken/Ekranoplan/Ekranoplan.html>

[10] Chris Brady (1999)

<http://www.b737.org.uk/techspecs/detailed.htm>

